*ISSN 1814-1196*
*Научный вестник НГТУ*
*том 56, № 3, 2014, с. 160–170*

*http://journals.nstu.ru/vestnik*
*Scientific Bulletin of NSTU*
*Vol. 56, No. 3, 2014, pp. 160–170*



УДК 629.7.018.4:629.7.023.4

# Повышение точности оценки численного прогнозирования усталостной долговечности высоконагруженных зон конструкций самолётов с использованием модифицированных кривых усталости*

**Л.А. АДЕГОВА**

*630049, РФ, г. Новосибирск, ул. Дуси Ковальчук, 191, Сибирский государственный университет путей сообщения, к. т. н., доцент кафедры «Строительная механика», e-mail: adegova@mail.ru*

В практике расчёта ресурса летательных аппаратов (ЛА) отечественные и зарубежные фирмы широко применяют коэффициенты коррекции, позволяющие учитывать конструктивные и технологические особенности реальной конструкции. При определении усталостной долговечности элементов самолётов по традиционной методике, основанной на применении коэффициентов коррекции, не всегда можно получить результаты, соответствующие стендовым ресурсным испытаниям. В связи с чем, были проведены исследования по совершенствованию традиционной методики расчёта ресурса высоконагруженных зон посредством использования модифицированных кривых усталости. При отнулевых циклах нагружения были получены уравнения кривых усталости в зависимости от теоретического коэффициента концентрации напряжений, толщины образцов, температуры испытаний, частоты нагружения, технологии изготовления и так далее. Расчёт усталостной долговечности с использованием модифицированных кривых усталости осуществлялся по традиционной методике, но для учёта конструктивных и технологических факторов была проведена коррекция кривых усталости на основе зависимостей, полученных при анализе изменения коэффициентов уравнений регрессии. Предложенная методика проверена при расчёте усталостной долговечности шассийной балки маневренного самолёта, нижних стыковочных фитингов отъёмной части крыла лёгкого самолёта (ОЧК) и зоны крепления нервюры с фитингом по лонжерону кессона гражданского самолёта. При проведении численного анализа были разработаны конечно-элементные модели (КЭМ), отражающие конструктивные особенности элементов конструкций. Расчётное нагружение осуществлялось в соответствии с Программой проводимого эксперимента. Корректность численных исследований подтверждена результатами стендовых испытаний элементов конструкций летательных аппаратов. Проведённые исследования позволяют сделать вывод, что при использовании модифицированных кривых усталости удаётся снизить расхождение стендовых и расчётных значений долговечности более чем в два раза.

**Ключевые слова:** усталостная долговечность, высоконагруженные зоны конструкции, метод конечного элемента, анализ напряжённо-деформированного состояния, модифицированные кривые усталости, коэффициент концентрации напряжений, стендовые испытания, расчётные случаи нагружения

## ВВЕДЕНИЕ

Практические методы расчётов долговечности основаны на использовании экспериментально полученных базовых кривых усталости стандартных образцов [1]. Из-за большого разнообразия возможных конструктивных решений сложно получить базовые кривые усталости для всех расчётных случаев, поэтому вводятся коэффициенты коррекции [2, 3, 4].

По традиционной методике [2] оценка расчётной долговечности проводится на основании формулы:

$$N_p = (A_{\text{бр}}/\sigma_{0\max})\times k_{\text{кор}}, \quad (1)$$

где $A_{\text{бр}}$ – параметр кривой усталости; $m$ – показатель кривой усталости; $k_{\text{кор}}$ – коэффициент коррекции, позволяющий учитывать конструктивно-технологические особенности конструк-

* *Статья получена 07 марта 2014 г.*

ции; $\sigma_{0max}$ – максимальное значение одного отнулевого цикла, эквивалентного по вносимому усталостному повреждению всему блоку нагружения, согласно гипотезе линейного суммирования повреждений определяется зависимостью

$$\sigma_{0max} = (\sum(n_i \times \sigma_{0i}^{\ m}))^{1/m}, \quad (2)$$

где $n_i$ – число отнулевых циклов с максимальным значением $\sigma_{0i}$.

Сходимость прогнозов и результатов стендовых испытаний не всегда бывает удовлетворительной. Поэтому проведены исследования по совершенствованию традиционной методики расчёта усталостной долговечности ЛА [2] посредством использования модифицированных кривых усталости, учитывающих конструктивно-технологические особенности элементов конструкций [5]. Методика модификации основана на следующем:

в диапазоне долговечностей $2\times10^4 \le N \le 5\times10^6$ циклов при отнулевом нагружении в двойных логарифмических координатах кривая усталости линейна. Уравнение кривой усталости (уравнение регрессии) имеет вид

$$\lg N_i = a + b\cdot\lg\sigma_{max\,i}, \quad (3)$$

где $\sigma_{max\,i}$ – максимальное напряжение цикла нагружения; $N_i$ – число циклов до разрушения на заданном уровне напряжения; $a$, $b$ – коэффициенты уравнения регрессии, которые определяются экспериментально на основании результатов усталостного эксперимента и формул линейного регрессионного анализа. При отнулевых циклах нагружения возможно расчётное определение коэффициентов уравнения регрессии в зависимости от теоретического коэффициента концентрации напряжений, толщины образцов, температуры испытаний, частоты нагружения и т. д. [6, 7].

Расчёт усталостной долговечности с использованием модифицированных кривых усталости осуществляется по традиционной методике, но для учёта конструктивно-технологических факторов проводится коррекция кривых усталости на основе зависимостей, полученных при анализе изменения коэффициентов уравнений регрессии.

## 1. РАСЧЁТ НДС И ОЦЕНКА ДОЛГОВЕЧНОСТИ В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИЙ САМОЛЁТОВ

В данной работе изложенная методика с использованием модифицированных кривых усталости проверена при расчёте усталостной долговечности шассийной балки маневренного самолёта, нижних стыковочных фитингов отъёмной части крыла лёгкого самолёта и зоны крепления нервюры с фитингом по лонжерону кессона гражданского самолёта.

При ресурсных испытаниях узлов навески стоек шасси маневренного самолёта при наработке 8057 программных блоков в шассийных балках в зоне выреза под стрингер были обнаружены разрушения (рис. 1).

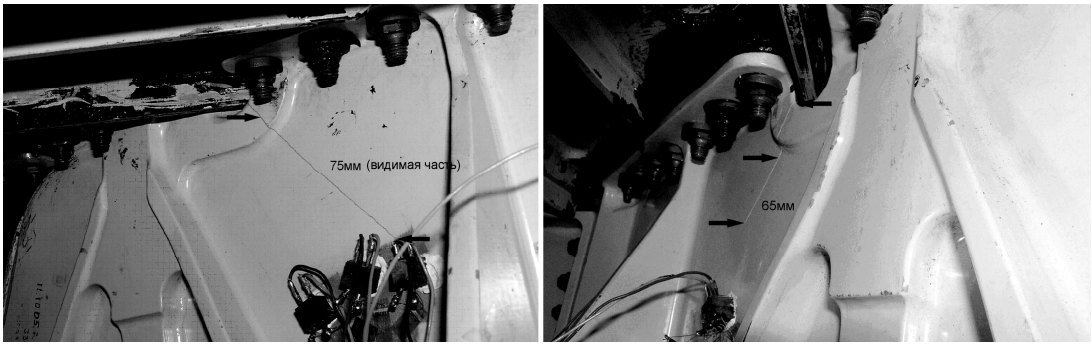



*Рис. 1.* Разрушения в стенках шассийных балок

Была разработана конечно-элементная модель отсека центроплана, которая была включена в общую КЭМ планера самолёта (рис. 2). Уравновешивание КЭМ осуществлено по схеме,

аналогичной уравновешиванию планера самолёта при ресурсных испытаниях узлов навески шасси в лаборатории прочности. Нагрузки, реализованные при ресурсных испытаниях узлов навески шасси и заданные в виде программных блоков нагружения передней и главных опор, прикладывались к конечно-элементным моделям стоек. Расчёт выполнен для правой половины планера с наложением условий симметрии для перемещений узлов, лежащих в плоскости симметрии самолёта.

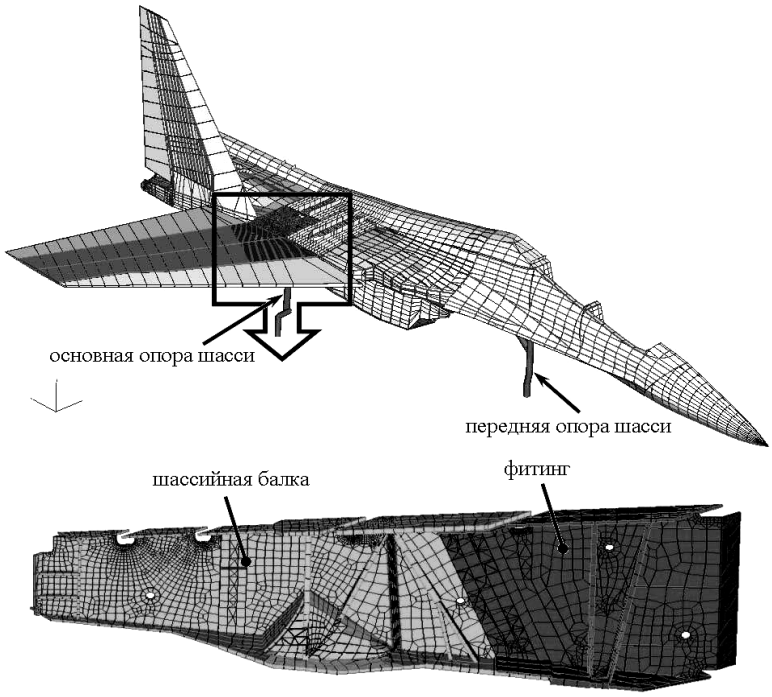



*Рис. 2.* Конечно-элементная модель шассийной балки планера самолёта

Максимальное значение одного отнулевого цикла, эквивалентного по вносимому усталостному повреждению всему блоку нагружения, в зоне выреза под стрингер в стенке шассийной балки составило $\sigma_{0max} = 48{,}53$ кгс/мм$^2$ (рис. 3).

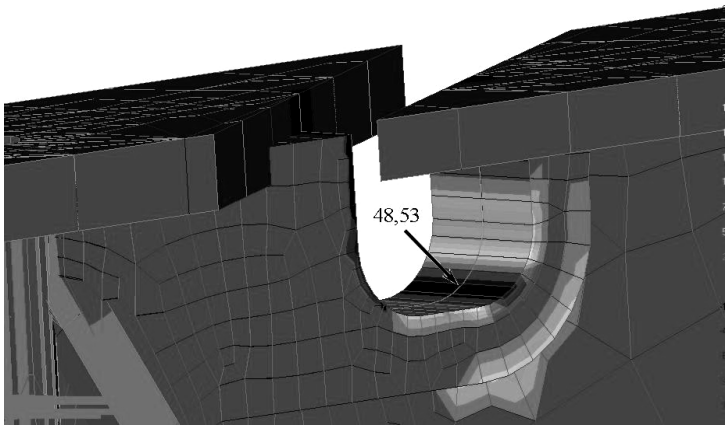



*Рис. 3.* Эквивалентные напряжения на кромке выреза в стенке шассийной балки (кгс/мм$^2$)

Для оценки расчётной усталостной долговечности по традиционной методике использовано уравнение (1). Коэффициент коррекции для конструктивных элементов с вырезами под стрингер определен выражением [2] $k_{кор} = 0{,}67 \cdot k_{tg}^{m}$, где $k_{tg}$ – коэффициент концентрации напряжений в стандартном образце по сечению брутто (полоса с отверстием с отношением $B/d = 6$, где $B$ – ширина полосы, $d$ – диаметр отверстия), $k_{tg} = 3{,}02$. В наиболее нагруженной зоне шассийной балки (в зоне выреза под стрингер) толщина стенки балки составляла 20 мм, материал шассийной балки – В95, коэффициент концентрации напряжений по сечению нетто $k_t = 4{,}65$. Для оценки долговечности использовали кривую усталости стандартных образцов с отверстием, вырезанных из панелей, изготовленных из сплава В95ПЧТ1 толщиной 6 мм [1]. По традиционной методике расчётная долговечность в зоне разрушения составила $N_p = 21549$ программных блоков.

Осуществлена модификация кривой усталости [8], включающая два этапа: коррекцию кривой для толщины 20 мм и последующий переход с $k_t = 2{,}6$ на $k_t = 4{,}65$. Для определения кривой усталости образцов толщиной 20 мм были взяты исходные кривые усталости образцов из В95пчТ1 (Т2) с $h = 3$; 3,5 и 16 мм (табл. 1). Анализ данных усталостной долговечности образцов с отверстием, изготовленных вдоль и поперек проката в состоянии Т1 и Т2 при частоте нагружения $f = 0{,}17$ и 3 Гц, выявил возможность объединения полученных данных. Определены уравнения регрессии (табл. 1) и построен график изменения параметров уравнения в зависимости от толщины листа (рис. 4).

*Таблица 1*

**Уравнения регрессии образцов из сплава В95**

| Материал | Тип образца | Диапазон $\sigma_{max}$, МПа | Уравнение регрессии |
|---|---|---|---|
| В95пчТ2, $f = 3$ Гц; $h = 16$ мм | Образцы с отверстием $k_t = 2{,}6$ | 160…200 | $\lg N = 14{,}4521 – 4{,}3149 \cdot \lg\sigma_{max}$ |
| В95пчТ1 и Т2, $f = 0{,}17$; Гц $h = 3$ мм | | 160…280 | $\lg N = 7{,}5792 – 1{,}4324 \cdot \lg\sigma_{max}$ |
| В95Т1, $f = 0{,}17$ Гц; $h = 3{,}5$ мм | | 160…250 | $\lg N = 9{,}2816 – 2{,}1331 \cdot \lg\sigma_{max}$ |

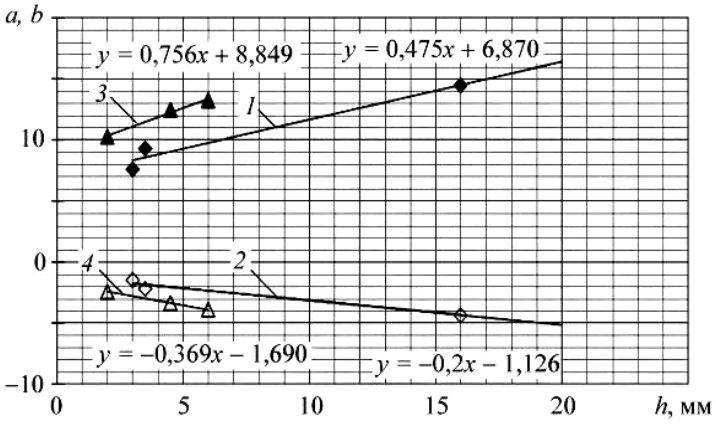



*Рис. 4.* Изменение параметров уравнений регрессии *a* (тёмные значки), *b* (светлы значки) в зависимости от толщины листа для сплава В95пчТ1(1, 2) и 1201Т1 (3, 4) при $k_t = 2{,}6$

Допуская, что для сплава В95пчТ1 тенденция изменения параметров уравнений регрессии в зависимости от $k_t$ соответствует полученной для образцов сплава Д16АТ, на рис. 5 для $k_t = 4{,}65$ параллельным переносом прямой через точки с параметрами $x = 2{,}6$; $y_1 = 16{,}3841$ и $y_2 = –5{,}1269$ получили уравнение регрессии $\lg N = 14{,}1 – 4{,}41 \cdot \lg\sigma_{max}$.

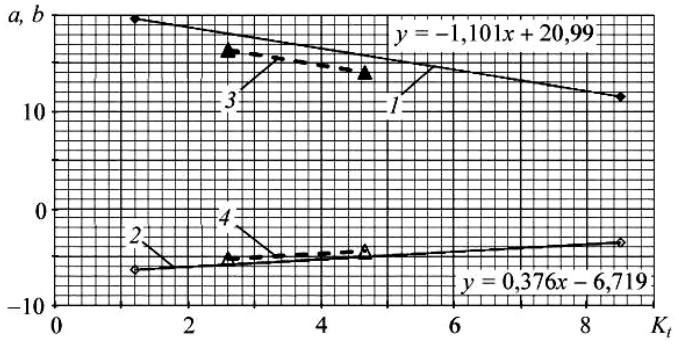



*Рис. 5.* Зависимости $a = f(k_t)$ (1, 3) и $b = f(k_t)$ (2, 4) для Д16АТ (1, 2) и В95Т1 (3,4)

Значения расчётной долговечности с использованием модифицированной кривой усталости оказались ближе к экспериментальным данным ($N_{экс}$ = 8057 программных блоков) и составили 10832 программных блока.

В ходе стендовых ресурсных испытаний планера лёгкого самолёта выявилась недостаточная выносливость нижних стыковочных фитингов отъёмной части крыла. При наработке 4478 программных блоков произошло разрушение узла крепления крыла к фюзеляжу. Трещина обнаружена в полках толщиной 13 мм нижних стыковочных фитингов переднего лонжерона консолей крыла, выполненных из материала ВТ-22 (рис. 6).

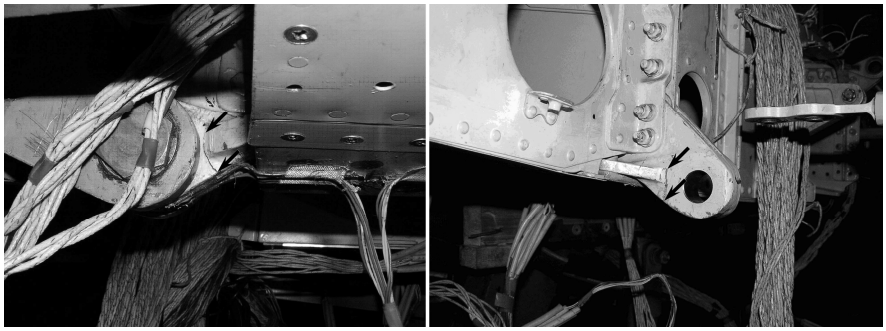


*Рис. 6.* Разрушения лонжеронных стыковочных фитингов

Расчёт напряжённого состояния выполнен методом конечных элементов. Нижний узел крепления крыла к фюзеляжу по первому лонжерону конструктивно состоит из двух фитингов. В расчётную схему включен только один фитинг, второй учтён наложением условий симметрии на перемещения узлов модели по плоскости соприкосновения фитингов. Болтовое крепление фитинга к лонжерону моделировалось жёстким закреплением узлов модели, совпадающих с отверстиями под болты. Конечно-элементная модель фитинга показана на рис. 7.

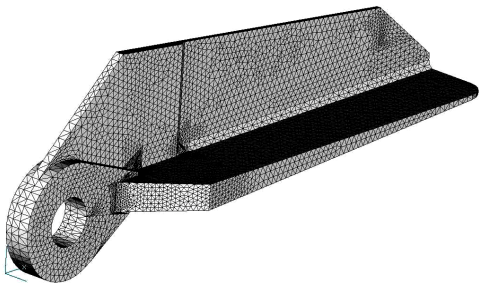


*Рис. 7.* Конечно-элементная модель фитинга

Расчётное нагружение КЭМ соответствовало нагружению конструкции при стендовых испытаниях. Расчётная долговечность оценивалась по циклограммам главных напряжений по радиусу сопряжения конструкции фитинга, где при стендовых испытаниях были обнаружены разрушения.

Максимальное значение одного отнулевого цикла, эквивалентного по вносимому усталостному повреждению всему блоку нагружения, в зоне появления трещины составило $\sigma_{0max}$ = 117,8 кгс/мм$^2$ (рис. 8).

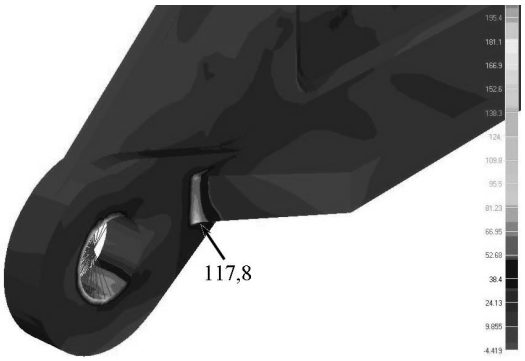



*Рис. 8.* Распределение эквивалентных напряжений в зоне появления разрушений (кгс/мм$^2$)

При использовании традиционной методики для оценки усталостной долговечности в качестве базовой кривой усталости применили кривую усталости полосы с отверстием ($k_t$ = 2,6) тонкостенного профиля толщиной 3 мм (табл. 2) из штамповки ВТ-22 [1]. Для конструктивных элементов с радиусами сопряжений приняли коэффициент коррекции $k_{кор} = k_{tg}{}^m$ [2]. Он учитывает переход в расчётной формуле от нетто к брутто сечению. С использованием модифицированной кривой усталости расчётная долговечность конструктивного элемента на основании формулы (1) составит $N_p$ = 273404 программных блока.

Так как в наиболее нагруженной зоне стыковочного фитинга (в зоне радиуса сопряжения) толщина полки фитинга составляла 13 мм, для расчётной оценки долговечности необходимо было получить коэффициенты уравнений регрессии для кривой усталости образца толщиной 13 мм с боковыми радиусами сопряжения ($k_t$ = 2,15) [9]. Дополнительных статистических данных по сплаву ВТ-22 найдено не было. Поэтому при коррекции параметров уравнений регрессии по толщине (первый этап) и по $k_t$ (второй этап) были приняты допущения о возможности эквидистантного переноса линейных зависимостей, установленных в [10] для сплавов В95Т1 и Д16АТ (рис. 9 и 10). Для исследуемых случаев значения усталостной долговечности записаны в табл. 2, уравнения регрессии – в табл. 3.

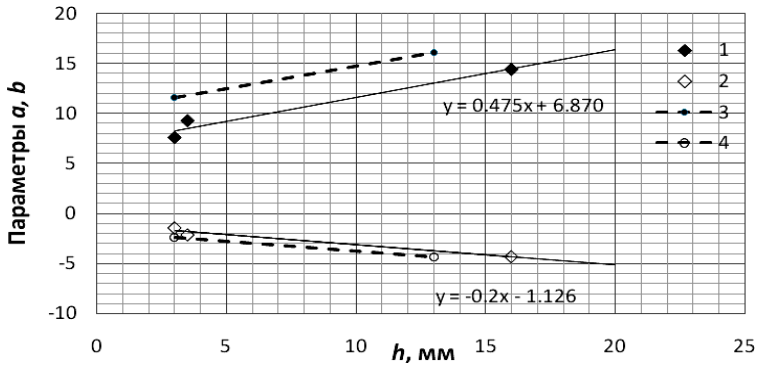



*Рис. 9.* Изменение параметров уравнений регрессии *a* (тёмные точки), *b* (светлые точки) в зависимости от толщины листа для сплава В95пчТ1 (1, 2) и ВТ-22 (3, 4) при $k_t$ = 2,6

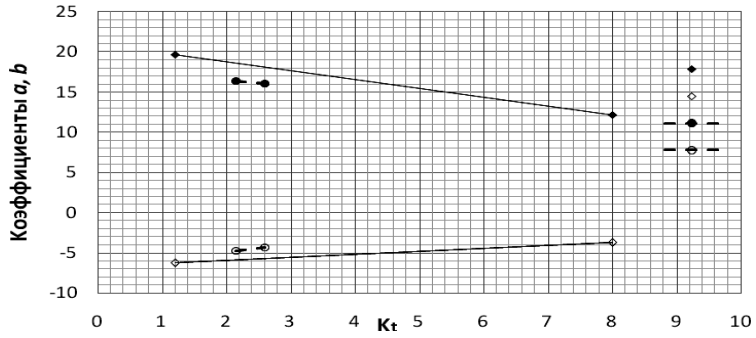



*Рис. 10.* Графики *функций* $a = f(k_t)$ (1, 3), $b = f(k_t)$ (2, 4) для Д16АТ (1, 2), ВТ-22(3, 4)

*Таблица 2*

**Значения усталостной долговечности образцов из сплава ВТ-22**

| Сплав | $h$, мм | $k_t$ | $\sigma_{max}$, МПа | $\lg\sigma_{max}$ | $\lg N$ | $N$, цикл |
|---|---|---|---|---|---|---|
| ВТ-22 | 3 | 2,6 | 450<br>500 | 2,6532<br>2,6990 | 5,4769<br>5,2590 | 299800<br>181600 |
| ВТ-22, расчёт | 13 | 2,6 | 450<br>500 | 2,6532<br>2,6990 | 4,6912<br>4,4943 | 49110<br>3121 |
| ВТ-22, расчёт | 13 | 2,15 | 450<br>500 | 2,6532<br>2,6990 | 3,6646<br>3,4448 | 4619<br>2785 |

*Таблица 3*

**Уравнения регрессии образцов из сплава ВТ-22**

| Дополнительные условия | Направление проката | Толщина плиты, мм | Диапазон $\sigma_{max}$, МПа | Уравнение регрессии |
|---|---|---|---|---|
| $k_t = 2,6$;<br>$f = 0,17$ Гц, | Вдоль | 3 | 450…500 | $\lg N = 11,7–2,36\cdot\lg\sigma_{max}$ |
| $k_t = 2,6$;<br>расчёт (этап 1) | | 13 | | $\lg N = 16,1–4,31\cdot\lg\sigma_{max}$ |
| $k_t = 2,15$;<br>расчёт (этап 2) | | 13 | | $\lg N = 16,4–4,8\cdot\lg\sigma_{max}$ |

С использованием модифицированной кривой усталости расчётная долговечность конструктивного элемента составила $N_p = 10211$ программных блоков. Данное значение приближается к экспериментально установленной усталостной долговечности ($N_{экс} = 4478$ программных блоков).

Для оценки НДС в элементах конструкции кессона гражданского самолёта была разработана КЭМ, предназначенная для проведения статического анализа в линейной постановке. Объединенная модель конструкции фрагмента кессона крыла вместе с испытательной оснасткой показана на рис. 11.

Расчётное нагружение осуществлено в соответствии с Программой стендовых испытаний конструкции. Программа нагружения предусматривала комбинацию из трёх типов полётов: «*C*», «*D*» и «*E*», которые отличаются друг от друга величиной и интенсивностью нагрузок. При конечно-элементном анализе были приняты граничные условия, соответствующие граничным условиям при стендовых испытаниях.

Анализ оценки долговечности проводился для зоны крепления нервюры с фитингом по лонжерону (толщина $h = 4$ и теоретический коэффициент концентрации напряжений $k_t = 2,6$).

Материал элементов конструкции кессона крыла 1163Т (модуль упругости первого рода $E$ = 71500 МПа; коэффициент Пуассона $\mu$ = 0,33; предел прочности $\sigma_b$ = 450 МПа).

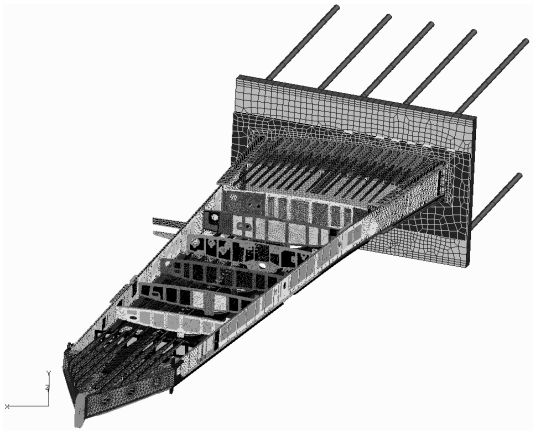


*Рис. 11.* Конечно-элементная модель кессона крыла

При стендовых испытаниях при наработке 8525 лабораторных полётов была обнаружена трещина $l$ = 30 мм от заклёпки крепления нервюры с фитингом по лонжерону (рис. 12).

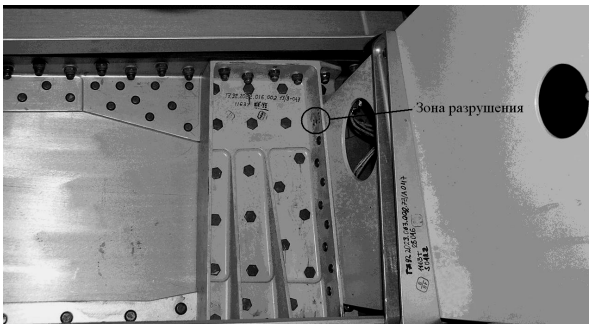



*Рис. 12.* Разрушение в конструкции

Численный эксперимент с применением разработанной КЭМ кессона крыла в зоне, где было обнаружено разрушение конструкции, выявил высокий уровень напряжений (рис. 13).

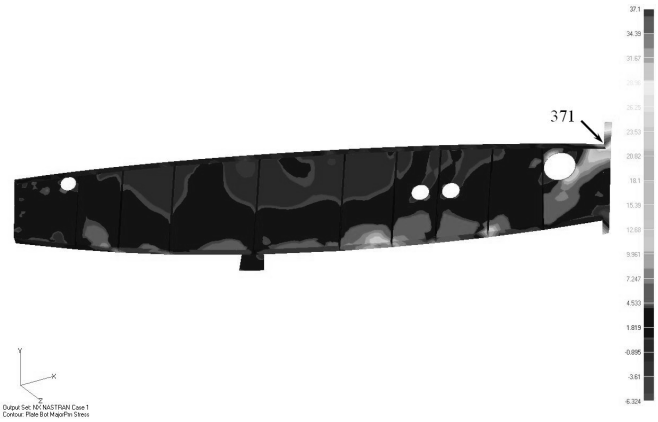



*Рис. 13.* Главные напряжения в зоне разрушения, полёт «*C*» («*D*» – 303; «*E*» – 252), МПа

Для расчёта долговечности по традиционной методике была выбрана кривая усталости стандартного образца (полоса с отверстием) толщиной 3 мм, изготовленного из сплава Д16ЧТ [1]. В соответствии с соотношением (1) введён коэффициент коррекции [2] $k_{кор} = k_{tg}^{\ m}$. Расчётная долговечность зоны разрушения составила $N_p = 9202$ лабораторных полёта.

Модификация кривых усталости осуществлена на основе кривых усталости образцов с отверстием из сплавов Д16ЧТ ($h = 3$ мм и $h = 30$ мм) и 1163Т ($h = 10…16$ мм и $h = 30$ мм). Рассмотрен диапазон напряжений, используемый при расчёте ($\sigma_{max} = 160…250$ МПа). Вычислены коэффициенты уравнений регрессии образцов с отверстием с $k_t = 2{,}6$. На рис. 14 показаны определённые вычислением зависимости $a = f(h)$, $b = f(h)$.

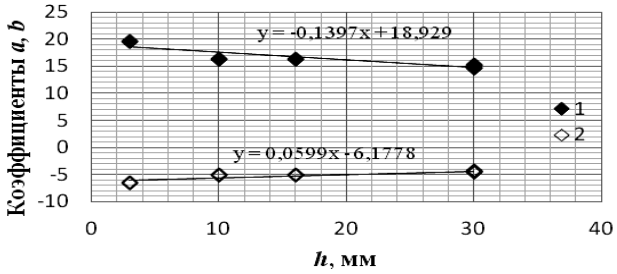



*Рис. 14.* Зависимости параметров уравнений регрессий от толщины плиты (1 – $a$, 2 – $b$)

На основе анализа рис. 14 сделан вывод, что для модификации кривых усталости по толщине плиты результаты испытаний вышеназванных сплавов можно объединить в одну группу. Используя установленные зависимости, вычислены коэффициенты уравнения регрессии для $h = 4$ мм и с $k_t = 2{,}6$. Уравнение регрессии принимает вид $\lg N = 18{,}3702 - 5{,}9382 \cdot \lg\sigma_{max}$.

При использовании методики, основанной на модификации кривых усталости, применили кривую усталости образца (материал 1163Т, толщина 4 мм, коэффициент концентрации напряжений по сечению «нетто», с $k_t = 2{,}6$). Расчётная долговечность по модифицированной методике составила $N_p = 8384$ лабораторных полёта. Нужно иметь в виду, что в ходе циклических испытаниях при $N_{экс} = 8525$ лабораторных полётов была зафиксирована усталостная трещина длиной 30 мм, поэтому расчётная долговечность, основанная на модификации кривых усталости, лучше отражает реальную ситуацию.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты расчёта долговечности шассийной балки маневренного самолёта, стыковочных фитингов переднего лонжерона консолей крыла лёгкого самолёта и зоны крепления нервюры с фитингом по лонжерону кессона гражданского самолёта показали, что при использовании вместо обычных кривых усталости модифицированных кривых усталости удаётся снизить расхождение стендовых и расчётных значений долговечности более чем в два раза. Таким образом, подтверждена корректность проведённого численного исследования усталостной долговечности с использованием модифицированных кривых усталости, отражающих особенности геометрии реальной конструкции.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Расчётные значения характеристик авиационных металлических конструкционных материалов: справочник. – М.: ОАО «ОАК», 2011. – 304 с.

2. *Белов В.К., Адегова Л.А.* Повышение усталостной долговечности высоконагруженных зон конструкций самолётов на этапе ресурсных испытаний // Полёт. – 2009. – № 9. – С. 19–26.

3. *Стрижиус В.Е.* Методы расчёта усталостной долговечности авиационных конструкций: справ. пособие. – М.: Машиностроение, 2012. – 272 с.

4. Long life damage tolerant jet transport structures / U.G. Goranson, J. Hall, J.R. Maclin, R.T. Watanabe // American society for testing and materials. Fatigue and fracture committees. Symposium on "Design of fatigue and fracture resistant structures", Bal Harbour, Florida, November 10–11, 1980. – Baltimor: MD, 1982.

5. *Рудзей Г.Ф.* Ускоренные усталостные испытания материалов и элементов конструкций ЛА // Авиационная промышленность. – 2011. – № 2. – С. 47–50.

6. *Белов В.К., Калюта А.А., Рудзей Г.Ф.* Обеспечение усталостной долговечности авиационных конструкций технологическими методами. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2012. – 404 с.

7. *Рудзей Г.Ф.* О взаимосвязи параметров кривой усталости и возможности прогнозирования усталостной долговечности элементов конструкций // Деформация и разрушение материалов. – 2014. – № 1. – С. 41–48.

8. *Адегова Л.А., Рудзей Г.Ф.* Прогнозирование усталостной долговечности высоконагруженных зон конструкций ЛА с применением модифицированных кривых усталости // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов: тр. всерос. юбилейной науч.-техн. конф., посвящ. 70-летию со дня основания СибНИА, 20–21 сент. 2011 г.) / Сиб. науч.-исслед. ин-т авиации им. С.А. Чаплыгина. – Новосибирск: СибНИА, 2011. – С. 280–284.

9. *Петерсон Р.Е.* Коэффициенты концентрации напряжений. – М.: Мир, 1977. – 302 с.

10. Определение коэффициентов коррекции для получения достоверных характеристик усталостной долговечности элементов конструкций ЛА / В.К. Белов, Г.Ф. Рудзей, А.А. Калюта, Л.А. Адегова // Полёт. – 2011. – № 7. – С. 42–46.

*Адегова Людмила Алексеевна*, кандидат технических наук, доцент кафедры строительной механики Сибирского государственного университета путей сообщений. Основное направление научных исследований: расчётная оценка усталостной долговечности элементов конструкций. Имеет 15 публикаций. E-mail: adegova@mail.ru.

## *Increasing the accuracy of estimates of numerical prediction of fatigue life of highly zones aircraft structures using the modified fatigue curves*[*]

*L.A. ADEGOVA*

*Siberian State Transport University, 191, st. D. Kovalchuk, Novosibirsk, 630049, Russian Federation, candidate of technical sciences, associate professor of the department «Structural Mechanics», e-mail: adegova@mail.ru*

Domestic and foreign companies in the calculation of resource widely used correction factors that take into account structural and technological features of a real aircraft structure. The results of the fatigue life according to traditional methods based on the use of correction factors do not correspond to the results of the fatigue life at bench trials. Studies have been conducted to improve the traditional method of calculating the resource using the modified fatigue curves. Depending on the theoretical stress concentration factor, the thickness of the sample, the test temperature, manufacturing techniques and so forth were obtained modified fatigue curves for different designs. Calculation of fatigue life using the modified fatigue curves carried out according to traditional methods, but to account for the structural and technological factors was the correction of fatigue curves based on relationships obtained in the analysis of changes in the regression coefficients. The proposed technique is checked when calculating the fatigue life of structural elements of the military, civilian and light aircraft. In carrying out the numerical analysis were developed finite-element models that reflect the design features of structural elements. Calculated loading was carried out in accordance with the Program conducted the experiment. Correctness of numerical studies confirmed the results of bench tests of structural elements of aircraft. Calculation durability using modified fatigue curves increases the accuracy of more than 2 times.

**Keywords:** fatigue life, highly stressed zone design, finite element method, the analysis of stress-strain state, modified fatigue curves, the stress concentration factor, bench testing, the calculated load cases

**REFERENCES**

1. *Raschjotnye Raschetnye znacheniya kharakteristik aviatsionnykh metallicheskikh konstruktsionnykh materialov*. Spravochnik [Calculated values of characteristics of aviation metal constructional materials. Reference book]. Moscow, OAO "OAK", 2011. 304 p.

2. Belov V.K., Adegova L.A. Povyshenie ustalostnoi dolgovechnosti vysokonagruzhennykh zon konstruktsii samoletov na etape resursnykh ispytanii [Increase of Fatigue Service Life of High-Loaded Airframe Zones by Service Life Tests]. *Poljot – Polet*, 2009, no. 9, pp. 19-26.

3. Strizhius V.E. *Metody rascheta ustalostnoi dolgovechnosti aviatsionnykh konstruktsii*. Spravochnoe posobie [Methods of calculation of fatigue durability of aviation designs. Handbook]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2012. 272 p.

[*] *Received 07 March 2014.*

4. Goranson Ulf G., Hall J., Maclin J.R., Watanabe R.T. Long life damage tolerant jet transport structures. American society for testing and materials. Fatigue and fracture committees. Symposium on "Design of fatigue and fracture resistant structures", Bal Harbour, Florida, November 10–11, 1980. Baltimor, MD, 1982.

5. Rudzei G.F. Uskorennye ustalostnye ispytaniya materialov i elementov konstruktsii LA [Accelerated fatigue testing of materials and structural elements LA]. *Aviatsionnaya promyshlennost' – Aviation Industry*, 2011, no. 2, pp. 47-50.

6. Belov V.K., Kalyuta A.A., Rudzei G.F. *Obespechenie ustalostnoi dolgovechnosti aviatsionnykh konstruktsii tekhnologicheskimi metodami* [Ensuring fatigue durability of aviation designs with technological methods]. Novosibirsk, NSTU Publ., 2012. 404 p.

7. Rudzei G.F. O vzaimosvyazi parametrov krivoi ustalosti i vozmozhnosti prognozirovaniya ustalostnoi dolgovechnosti elementov konstruktsii [On interconnection of fatigue curve parameters and prediction opportunity of fatigue life of structural elements]. *Deformatsiya i razrushenie materialov – Deformation and Fracture of Materials*, 2014, no. 1, pp. 41-48.

8. Adegova L.A., Rudzei G.F. [Forecasting of fatigue durability of the high-loaded zones of designs of LA with application of the modified curves of fatigue] *Aerodinamika i prochnost' konstruktsii letatel'nykh apparatov. Trudy Vserossijskoj jubilejnoj nauchno-tehnicheskoj konferencii, posvjashhjonnoj 70-letiju so dnja osnovanija SibNIA* [Aerodynamics and durability of designs of aircraft. Proceedings of the All-Russian anniversary scientific and technical conference devoted to the 70 anniversary from the date of the basis of SIBNIA]. Novosibirsk, SibNIA Publ., 2011. pp. 280-284.

9. Peterson R.E. *Stress Concentration Factors*. New York, John Wiley & Sons, 1974. 336 p. (Russ. ed.: Peterson R.E. *Koeffitsienty kontsentratsii napryazhenii*. Moscow, Mir Publ., 1977. 302 p.).

10. Belov V.K., Rudzey G.F., Kaluta A.A., Adegova L.A. Opredelenie koeffitsientov korrektsii dlya polucheniya dostovernykh kharakteristik ustalostnoi dolgovechnosti elementov konstruktsii LA [Determination Correction Factors to Ensure Reliable Performance Fatigue Life of Aircraft Structural Elements]. *Poljot – Polet*, 2011, no. 7, pp. 42-46.